

文章编号 1004-924X(2015)01-0245-07

中低轨卫星高仰角时刻的轨道预测

崔爽^{1,2}, 郭立红^{1*}, 王伟国¹, 李岩¹, 刘廷霞¹, 于国权¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要:使用改进的拉普拉斯算法对人造卫星进行轨道预测时,在卫星仰角过高及卫星过顶点时刻其外推精度都较低,无法满足轨道预测的精度要求。本文基于对外推数据和实测数据的分析,提出了基于时间校正的轨道预测方法。该方法首先对外推数据和实测数据进行坐标旋转,然后用实测数据对外推数据进行时间校正,从而获得高精度的卫星轨道预测数据。利用水平式光电设备对卫星进行了跟踪实验。实验中使用了大于 60 s 时长的高精度自动跟踪数据,先进行运动方程的拟合,然后进行时间校正,外推出了超过 20 s 时长的高精度预测数据,且在卫星过顶点时刻,预测偏差可以保持在 3" 左右。实验结果表明,该方法有效地提高了卫星在高仰角时刻的轨道预测精度和保精度跟踪时间。

关键词:水平式光电设备;人造卫星;轨道预测;坐标旋转;时间校正

中图分类号:V556 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152301.0245

Orbit forecast of medium and low orbit satellite at the time of high elevation

CUI Shuang^{1,2}, GUO Li-hong^{1*}, WANG Wei-guo¹, LI Yan¹, LIU Ting-xia¹, YU Guo-quan¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

* *Corresponding author, E-mail: guolh@ciomp.ac.cn*

Abstract: When the improved Laplace algorithm is used to forecast the satellites' orbit, the extrapolate accuracy of the algorithm is usually relatively lower at a high elevation angle for the satellite, especially at the time of passing zenith. To meet the requirements of high-precision orbit forecast, this paper proposes a new orbit forecast method based on time-correction by analysis of extrapolating data and measured data. Firstly, the method performs a coordinate rotation for the extrapolating data and measured data. Then, it uses the measured data to correct extrapolation data on the time to obtain high-precision forecast data of satellite orbit. An experiment is carried out by using a horizontal photoelectric device with high-precision automatic tracking data more than 60 s length. By fitting the equations of motion and time correction, over 20 s duration precision forecast data are extrapolated, and the forecast error has be maintained at about 3" on the time of passing zenith. Experimental results show that this method effectively improves the orbit forecast accuracy

收稿日期:2013-12-06;修订日期:2014-01-29.

基金项目:中国科学院知识创新工程领域前沿资助项目

and the time ensuring tracking accuracy when the satellite is at the time of high elevation angle.

Key words: horizontal photoelectrical device; satellite; orbit forecast; coordinate rotation; time correction

1 引言

作为直接获取高分辨率图像信息的有效手段,成像卫星可对各种战略和战术目标实施全天候、全天时、高分辨率的实时侦察,是收集重要情报的主要途径。因此,对于这些卫星的跟踪测量、维护以及控制成为该领域新的研究重点。近年来,光电测量设备的跟踪精度不断提高,已成为对人造卫星进行捕获跟踪的重要工具。

水平式光电测量设备由于可以避免天顶盲区,已成为对人造卫星进行跟踪测量的首选。观测过程中,该设备首先根据天文台获得的近期卫星双行轨道根数,采用 SGP4(Simplified General Perturbations Satellite Orbit Model4)模型^[1]对卫星轨道进行解算,实现对卫星的搜索捕获。一旦卫星进入视场,便切换到自动跟踪,开始精确跟踪卫星。在对卫星进行跟踪的过程中,经常会遇到云团遮挡或是与太阳夹角太小等情况,这会导致 CCD 无法成像,最终使目标丢失。在这种情况下,就需要对卫星轨迹进行预测,实现高精度数学引导,等目标再次出现时,仍然可以对目标进行精确跟踪。

目前已有一些使用光电设备进行轨道预测的方法。文献[2-4]使用的是改进的拉普拉斯算法,该方法的主要优点是可以只通过单站光电设备,利用获得的短弧段精确跟踪数据进行轨道外推,并且不需要知道卫星与测站的距离信息,适合用于光电设备无法获得卫星距离信息下的轨道预测。但是当卫星相对于测站的俯仰角过大时,尤其是卫星过顶时刻,使用该方法很难获得高精度和长时间的轨道预测结果,对于视场很小的观测设备来说,卫星经常会出视场,导致目标丢失。为了提高轨道预测精度,本文首先使用改进的拉普拉斯算法进行运动方程拟合及轨道数据外推,然后将外推数据进行坐标旋转及水平转换,并通过与测量数据的时间校正,外推出高精度的预测数据。通过分析试验数据可知,该方法大大提高了

卫星在高仰角乃至过顶时刻的预测精度及预测时长,并且增加了预测跟踪的稳定性。

2 改进的拉普拉斯算法

在各种摄动力作用下,卫星轨道将出现长期、长周期和短周期的变化,甚至不规则变化,不同类型轨道受到的摄动力也不同。中低轨卫星主要受到地球非球形引力和大气阻力的影响,而对于短弧段跟踪测量,可以忽略长周期大气阻力的影响^[5-7]。因此,可以只考虑地球非球形引力作用下的卫星动力学模型。设人造卫星在地固坐标系下的受力^[8-10]为:

$$\mathbf{F}_E = \begin{bmatrix} A \cdot x \\ B \cdot y \\ C \cdot z \end{bmatrix}. \quad (1)$$

由于人造卫星的位置是时间 t 的函数,所以在地固坐标系中,初值附近某个时刻 t 的位置 $\mathbf{R}(t) = [x, y, z]^T$ 可以用 Taylor 级数在初值 \mathbf{R}_0 附近的展开表示:

$$\mathbf{R}(t) = \mathbf{R}_0 + \mathbf{R}'_0 \Delta t + \frac{1}{2} \mathbf{R}''_0 \Delta t^2 + \frac{1}{3!} \mathbf{R}^{(3)}_0 \Delta t^3 + \dots + \frac{1}{k!} \mathbf{R}^{(k)}_0 \Delta t^k + \dots. \quad (2)$$

根据牛顿第二定律,在 J2000.0 平天球坐标系这个惯性坐标系中,

$$\mathbf{T}\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{T}\mathbf{Q}\mathbf{R} = \mathbf{T} \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad (3)$$

式中: \mathbf{T} 是地固坐标系到 J2000.0 平天球坐标系

的转换矩阵; $\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix}$ 是时间 t 的函数。

由 $\ddot{\mathbf{R}} = \mathbf{Q}\mathbf{R} = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}$ 可知,式(2)中

的每一项都可以写成 $\frac{1}{k!} \mathbf{R}_0^{(k)} \Delta t^k = \frac{1}{k!} \Delta t^k (\mathbf{F}_k \mathbf{R}_0 + \mathbf{G}_k \dot{\mathbf{R}}_0)$ 的形式,式中 \mathbf{F}_k 和 \mathbf{G}_k 是 3 阶对角方阵。

由 F_k 和 G_k 可递推得到: $F_0 = I, G_0 = 0, F_k = \dot{F}_{(k-1)} + G_{(k-1)}Q, G_k = F_{(k-1)} + \dot{G}_{(k-1)}$ 。

令 $F = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{1}{k!} \Delta t^k F_k, G = \sum_{k=0}^{\infty} \frac{1}{k!} \Delta t^k G_k$, 取 $R = R_0$, 则可以得到:

$$R(t) = F(R_0, \dot{R}_0, \delta)R_0 + G(R_0, \dot{R}_0, \delta)\dot{R}_0 \quad (4)$$

依次计算式 0 到 6 阶的各项 F_k 和 G_k , 可以得到 F 和 G , 进而确定出卫星运动方程的表达式。

设目标在地平坐标系中的坐标为 (R, A, E) , 其中 R 是目标到测站的距离, 则在地固坐标系下有:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \bar{R} \begin{bmatrix} \bar{X} \\ \bar{Y} \\ \bar{Z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中: $(\bar{X}, \bar{Y}, \bar{Z})$ 与 (X_0, Y_0, Z_0) 分别为测站到卫星的观测矢量在地固坐标系下的单位分量形式和测站在地固坐标系下的坐标。式 (4) 和式 (5) 联立有:

$$FR_0 + GR_0 = \bar{R} \begin{bmatrix} \bar{X} \\ \bar{Y} \\ \bar{Z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

设对角阵 F 和 G 的对角线元素分别为 (F_1, F_2, F_3) 与 (G_1, G_2, G_3) , 消去 \bar{R} 可得下述基本方程:

$$\begin{cases} F_1 x_0 \bar{Y} + G_1 \dot{x}_0 \bar{Y} - F_2 y_0 \bar{X} - G_2 \dot{y}_0 \bar{X} = X_0 \bar{Y} - Y_0 \bar{X} \\ F_2 y_0 \bar{Z} + G_2 \dot{y}_0 \bar{Z} - F_3 z_0 \bar{Y} - G_3 \dot{z}_0 \bar{Y} = Y_0 \bar{Z} - Z_0 \bar{Y} \end{cases} \quad (7)$$

使用多个时刻的观测数据就可以得到一个关于 $(x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0)$ 的超定方程组, 迭代求解此超定方程组就可求得初轨。然后, 用初轨作为目标运动方程的初值, 通过数值求解即可得到各时刻的预测状态值, 将其转换到水平坐标系, 即可得到对应经轴和纬轴的角度预测值。

通过分析实验中获取的一条实测数据可知, 使用改进拉普拉斯算法进行轨道预测的过程中, 在卫星仰角较低时, 卫星的运动速度相对于测站来说较慢, 尤其是在俯仰方向上, 此时预测效果可以满足要求; 当卫星仰角较高时, 运动速度逐渐变快, 主要反映在俯仰方向上, 此时该方法给出的预测数据偏差就会较大, 尤其在过顶时刻, 俯仰角会偏离实际很大。实验数据如图 1, 2 所示。

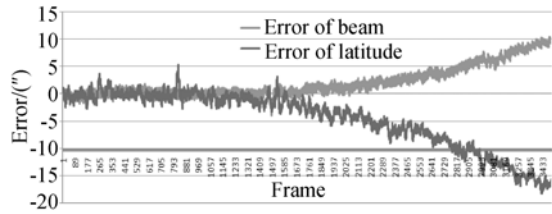


图 1 40°~50°仰角下的预测偏差

Fig. 1 Forecasting errors with elevation from 40° to 50°

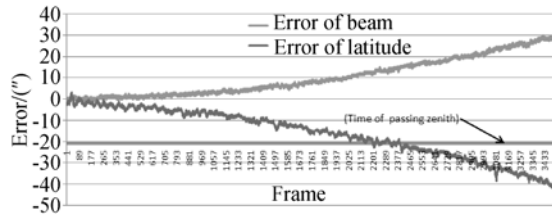


图 2 70°~79°仰角下的预测偏差

Fig. 2 Forecasting errors with elevation from 70° to 79°

从图 1, 图 2 可以看出, 当卫星运行在低仰角时, 使用该算法的预测精度较高, 而且可以保持很长一段时间; 当卫星运行到高仰角时, 该方法的预测偏差就明显偏大, 而且发散较快, 过顶点时刻的经轴预测偏差为 24.82", 纬轴的预测偏差为 -33.21", 无法实现对卫星的高精度轨道预测。

3 时间校正方法

通过对外推数据和设备实测数据进行分析和对比, 本文提出使用时间校正方法来获取高精度的预测数据。具体流程如下:

- (1) 使用改进的拉普拉斯算法对设备实时的跟踪测量数据进行运动方程拟合, 外推出轨道数据;
- (2) 将外推数据和实测数据进行坐标变换及旋转;
- (3) 使用实测数据在外推数据上进行时间校正, 拟合时间曲线;
- (4) 拟合运动方程根据时间曲线逐帧获取接下来的高精度预测数据。

该方法在测量数据使用上的外推示意图如图 3 所示。

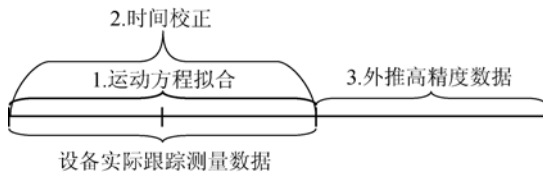


图 3 数据外推示意图

Fig. 3 Schematic diagram of data extrapolating

3.1 坐标旋转

坐标旋转的目的是防止设备的方位指向与轨道面平行或是垂直,导致经轴或纬轴数据曲线不单调。另外,要尽量保证曲线在过顶点前后的平滑性。

具体的坐标变换和旋转方法如下所示:

(a)将实测数据做地平式变换,具体如式(8)

所示:

$$A = \arctan(\sin(B) / \tan(L)),$$

$$E = \arcsin(\cos(B) \times \cos(L)), \quad (8)$$

式中: L 和 B 分别为水平式下的经轴和纬轴角度值; A 和 E 分别为转换后的地平式下的方位和俯仰角度。

(b)将转换后的地平式数据和运动方程外推的地平数据做方位旋转;

(c)将旋转后的数据做水平式转换,具体如式(9)所示:

$$B = \arctan(\cos(E) \times (\sin(A - \text{direction})) / \sin(E));$$

$$L = \arcsin(\cos((A - \text{direction})) \times \cos(E)), \quad (9)$$

式中: A 和 E 分别为地平式下的方位和俯仰角度值, direction 为方位旋转的角度量; L 和 B 分别为经过旋转后的水平式经轴和纬轴角度值。

对上面同一条实测的卫星轨迹进行坐标变换和旋转,地平式和旋转后水平式的数据曲线分别如图 4,图 5 所示。

从图 4,图 5 可以看出,如果地平式下预测的俯仰数据与实测俯仰数据在过顶点时刻存在偏差,那么即使通过时间校正,也无法弥补这一偏差。而由经过旋转后的水平式数据可知,经轴和纬轴数据都呈单调变化趋势,这样,实测数据都可以从预测数据中找到对应点,进而弥补了地平式数据的不足。

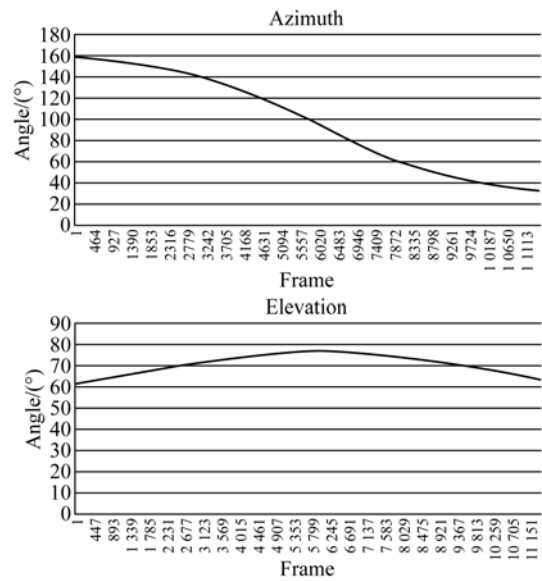


图 4 地平式数据

Fig. 4 Altazimuth data

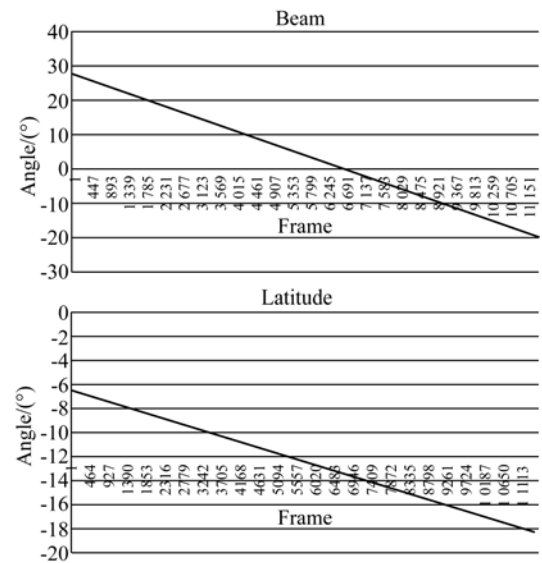


图 5 旋转后的水平式数据

Fig. 5 Horizontal data after rotating

3.2 时间校正

时间校正流程如下:

(1)经过坐标旋转后,逐帧从外推数据中找到实测数据对应的时间点,对经轴和纬轴单独进行运算;将计算出来的经轴和纬轴的时间点分别进行曲线拟合,获取两条时间曲线;

(2)根据拟合好的时间曲线,逐帧计算下一帧数据的经轴和纬轴的时间点,将该时间点输入拟合的运动方程,计算出下一帧数据对应的经轴和纬轴数据。

对上述同一条实测轨迹进行时间点校正,得出的时间点曲线如图 6 所示。

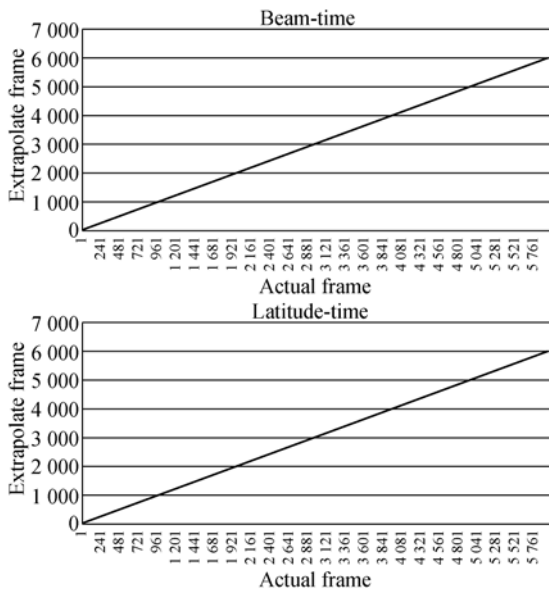


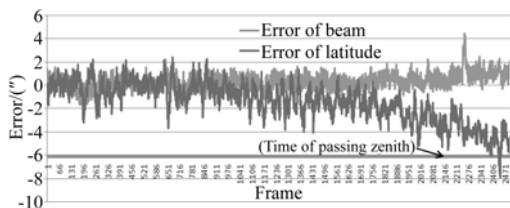
图 6 两轴时间校正点曲线

Fig. 6 Curves of time-correcting point for two axes

从图中可以看出,时间曲线极其平滑,即使用低次多项式最小二乘拟合即可获得较高精度的外推时间数据。

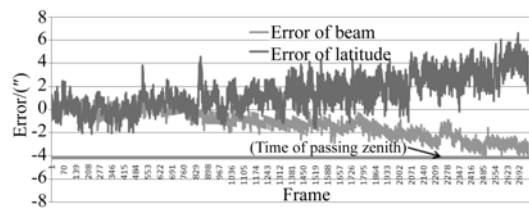
4 实验结果及分析

利用某水平式光电设备对多颗卫星进行精确跟踪,当设备对卫星的精确跟踪时间大于 60 s(数据帧频为 100 Hz),且临近顶点时,取消自动跟踪,开始实现预测跟踪,并实时记录未来一段时间内的图像,事后对记录的图像进行脱靶量判读,并计算预测偏差。选取晴朗的夜间进行实验,这样不会出现与太阳夹角太小等导致 CCD 无法成像的情形。图 7 分别列出了对 5 颗卫星的轨道预测偏差数据。



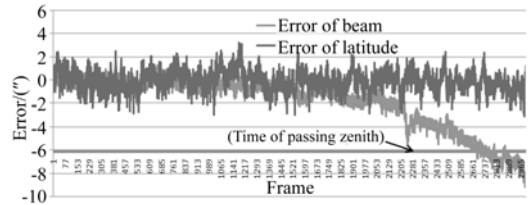
(a)卫星 a 的轨道预测偏差

(a) Orbit forecasting errors of satellite a



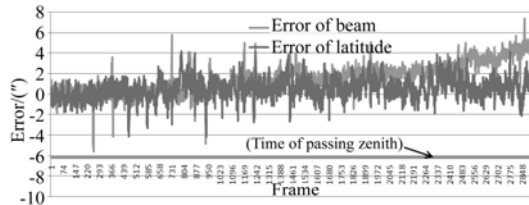
(b)卫星 b 的轨道预测偏差

(b) Orbit forecasting errors of satellite b



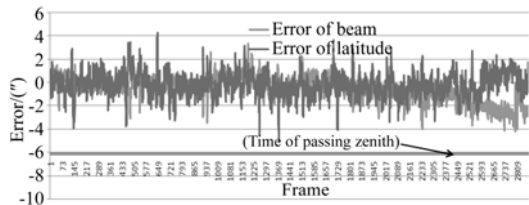
(c)卫星 c 的轨道预测偏差

(c) Orbit forecasting errors of satellite c



(d)卫星 d 的轨道预测偏差

(d) Orbit forecasting errors of satellite d



(e)卫星 e 的轨道预测偏差

(e) Orbit forecasting errors of satellite e

图 7 预测数据偏差

Fig. 7 Errors of forecasting data

图中数据抖动主要是由于设备的轴系晃动等随机误差导致的。对 5 组预测数据偏差的分析结果如表 1 所示。

从表 1 中的数据分析结果可以看出,与仅使用改进的拉普拉斯算法相比,使用本文提出的时间校正方法,即通过实测数据对外推数据进行时间校正后,预测数据的精度明显提高,而且高精度预测可以保持很长一段时间,预测数据偏差不会有明显的发散。如果卫星在过顶前 20 s 之内丢失,本文方法基本可以保证对卫星轨道的预测,在

卫星过顶点时刻,预测精度都可以保持在 $3''$ 左右。这说明使用该方法可以明显提高高仰角时刻对卫星轨道预测的精度及时长。

表 1 数据偏差分析表

Tab. 1 Analysis of data errors

数据 编号	顶点时刻	顶点时刻	到过顶点	过顶点前	过顶点前
	经轴 偏差/ $''$	纬轴 偏差/ $''$	时刻预测 时间/s	经轴偏差 均方根	纬轴偏差 均方根
a	0.35	-3.48	21.55	0.59	1.30
b	-2.73	2.66	22.31	0.92	1.25
c	-3.12	-0.49	22.72	0.93	0.94
d	2.33	0.79	23.13	1.13	1.01
e	-1.08	0.93	24.35	0.83	1.06

参考文献:

- [1] 韦栋,赵长印. SGP4/SDP4 模型精度分析 [J]. 天文学报, 2009, 50(3): 332-338.
WEI D, ZHAO CH Y. Analysis of model precision about SGP4/SDP4 [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2009, 50(3): 332-338. (in Chinese)
- [2] 张沛露,郭立红,王建军,等. 单站车载光电跟踪设备预测卫星轨道的误差修正 [J]. 光学精密工程, 2011, 19(1): 64-68.
ZHANG P L, GUO L H, WANG J J, et al.. Error correction of satellite orbit predicted by vehicle-borne tracking and position device [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(1): 64-68. (in Chinese)
- [3] 杨颂华,向春生,马佳光. 单站短弧段人造卫星轨道预测 [J]. 光电工程, 2006, 33(7): 23-27.
YANG S H, XIANG CH SH, MA J G. Satellite orbit forecast in short arch with single sit [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2006, 33(7): 23-27. (in Chinese)
- [4] 刘林,王歆. 考虑地球扁率摄动影响的初轨计算方法 [J]. 天文学报, 2003, 44(2): 175-179.
LIU L, WANG X. A method of orbit determination considering the oblateness of the earth [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2003, 44(2): 175-179. (in Chinese)

5 结 论

使用传统的改进拉普拉斯轨道预测算法进行中低轨道卫星预测时,如卫星仰角较高,预测偏差会较大,发散速度也会较快,尤其在卫星过顶点时刻,偏差极其明显,且无法校正。本文提出对使用改进拉普拉斯算法预测的轨道数据和实测数据进行坐标旋转和时间校正,从而可以明显提高卫星在高仰角时刻的轨道预测精度及保精度跟踪时间,并且在卫星过顶点时刻可以有很高的预测精度;同时也解决了卫星在高仰角时段,设备因云团遮挡或是探测器指向与太阳夹角太小等导致无法保精度跟踪的问题,目前该方法已经应用到某型号设备中。

- [5] 刘林. 航天器轨道理论 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000.
LIU L. *Orbit Theory of Spacecraft* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2000. (in Chinese)
- [6] 王威,于志坚. 航天器轨道确定-模型与算法 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
WANG W, YU ZH J. *Orbit Determination of Spacecraft-Model and Algorithm* [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [7] 魏新国,徐佳,张广军. 星敏感器质心定位的 S 曲线误差补偿 [J]. 光学精密工程, 2013, 21(4): 849-857.
WEI X G, XU J, ZHANG G J. S-curve error compensation of centroiding location for star sensors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(4): 849-857. (in Chinese)
- [8] 李智,徐冬梅,董绪荣. GPS 卫星受力分析与轨道确定 [J]. 指挥技术学院学报, 1999, 10(2): 95-100.
LI ZH, XU D M, DONG X R. The force analysis and track fixing of GPS satellite [J]. *Journal of Institute of Command and Technology*, 1999, 10(2): 95-100. (in Chinese)
- [9] 王秀红,李俊峰,王彦荣. 天基照相机监测空间目标轨道方法及精度分析 [J]. 光学精密工程, 2013, 21(6): 1394-1403.

WANG X H, LI J F, WANG Y R. Orbit determination and precision analysis of space object with space-based camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(6):1394-1403. (in Chinese)

[10] 刘林. 人造地球卫星轨道力学 [M]. 北京:高等教

育出版社,1992.

LIU L. *Track Mechanics of Artificial Earth Satellite* [M]. Beijing: Higher Education Press, 1992. (in Chinese)

作者简介:



崔 爽(1982—),男,吉林辉南人,博士研究生,助理研究员,2005年,2008年于吉林大学分别获得学士、硕士学位,主要从事 C3I 指挥控制与光电对抗仿真方面的研究。E-mail: csh0908@gmail.com

导师简介:



郭立红(1964—),女,吉林舒兰人,研究员,博士生导师,主要从事激光对抗、计算机应用、天文惯导、星体自动化标校等方面的研究。E-mail: guolh@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)